



小型超音速飛行実験機の飛行性能予測

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2016-12-27 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 近藤, 賢, 溝端, 一秀 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009118

小型超音速飛行実験機の飛行性能予測

○近藤 賢（航空宇宙システム工学専攻 博士前期課程 2年）

溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

1. はじめに

第二世代小型超音速飛行実験機の飛行試験としては、本格的な超音速飛行に先だって亜音速帰還飛行が計画されている。また、実際の飛行環境における飛行実験機の空力特性を把握するために、縮小機体を用いた予備的な飛行試験も計画されている。それらの飛行の成立性は、予め地上で十分に検討される必要がある。そこで本研究では、この飛行実験機の総合的な空力特性を風試および理論解析によって把握するとともに、得られた空力データに基づいて種々の飛行解析を行う。その結果から、種々の飛行局面での総合的な飛行性能を予測する。

2. 小型超音速飛行実験機の空力形状と飛行解析手法

2-1. 第一世代オオワシ

第一世代オオワシの空力形状 M2006prototype を Fig. 1 (a) に示す。内翼後退角 66[deg]、外翼後退角 61[deg]のクランクトアロー主翼と水平および垂直尾翼を備える。それらの翼型は 6%ダイアモンドである。翼幅は約 1.6 [m]である。推進システムとして、反転軸流ファン式ターボジェット (CRAFT) エンジン を 2 基搭載する。これまで、その亜音速実証機オオワシ 1 号機が製作され、亜音速飛行試験が実施されたが、オオワシ 1 号機は飛行試験中に喪失された。飛行試験の未実施項目を別機体で実施する必要があり、比較的小さな労力で反復して飛行試験を行うことを狙ってオオワシ 1 号機の 1/2 スケールの縮小機体が設計・製作されている。この縮小機体の各種飛行の成立性は、飛行試験に先駆けて十分検討される必要がある。さらに操縦者の操縦訓練のためのシミュレーション環境も必要である。そこで、飛行試験と同等のマンマシンインターフェースを搭載した 6 自由度飛行シミュレーション環境を整備している[1]。また、操舵ハードウェアの機械的・電気的特性を極力正確にシミュレーションに取り込むために、その特性を数学モデル化するのではなく操舵ハードウェア実物をシミュレーションシステムに取り込む Hardware-in-the-loop (HITL) 解析が有用である。そこで、複数製作された縮小機体のうち第 1 号機を用いて、実際の操舵ハードウェアを取り入れた 6 自由度 Hardware-in-the-loop (HITL) 解析を実施する。製作済みの縮小機体が存在するため、その重量および慣性モーメントを計測し、飛行シミュレーションに利用する。なお、慣性乗積は計測できないので、類似形状の機体についての公表データから相似計算により概算する。

2-2. 第二世代オオワシ

第二世代オオワシの空力形状 M2011 を Fig. 1 (b)に示す。これは、M2006prototype の胴体直径と翼寸法・配置を 1.5 倍に相似拡大した形状である。推進システムとして、より一層超音速飛行に適した GG-ATR エンジン一基を機尾に搭載する。GG-ATR エンジンの空気取り入れ口（インターク）が胴体下面に備えられる。降着装置は検討中である。飛行ミッションによる搭載推葉重量に合わせて 3 種類の長さの前胴部を想定している。構造設計に基づく重心位置や質量・慣性モーメントを用いて、3 自由度および 6 自由度の飛行解析を実施する。

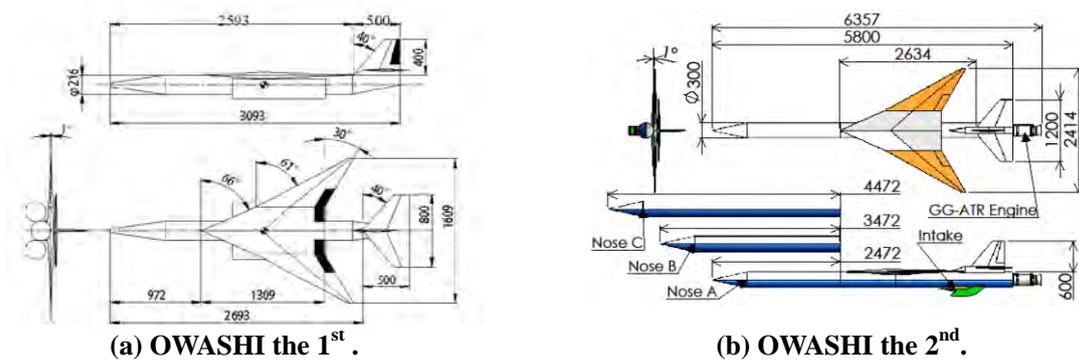


Fig. 1. Aerodynamic configurations for the small-scale supersonic flight experiment vehicle OWASHI.

3. 空力特性

3-1. 風試による空力特性の評価

空力形状 M2011 の総合的な空力特性の代表例を Figs. 2 ~ 5 に示す[2-4]. 揚力およびピッチングモーメントは迎角に対して概ね線形である. 横滑り角に対するローリングモーメントおよびヨーイングモーメントは $\pm 10[\text{deg}]$ の範囲で概ね線形である. 抗力については, 亜音速抗力は十分小さく, また遷音速域の抗力発散も穏やかである. エレベータ操舵によるピッチトリム範囲は迎角で $\pm 12[\text{deg}]$ であり, 離着陸に十分なピッチトリム性能である. また, オオワシは横方向操舵面であるエルロン, エレボン, およびラダー, さらに離着陸用の高揚力装置としてフラップおよびフラップロンを備える. 後者は左右のエルロンを同位相で操舵するものである. それらの舵面空力特性は概ね良好であることが風試によってわかっている. これらの空力データは, 計算労力低減のため近似代数式に変換され飛行経路解析に使用される.

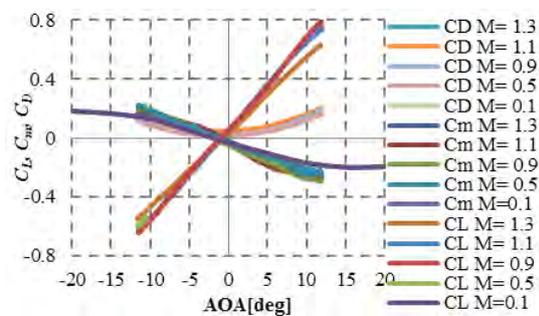


Fig. 2. Longitudinal aerodynamics at various Mach numbers.

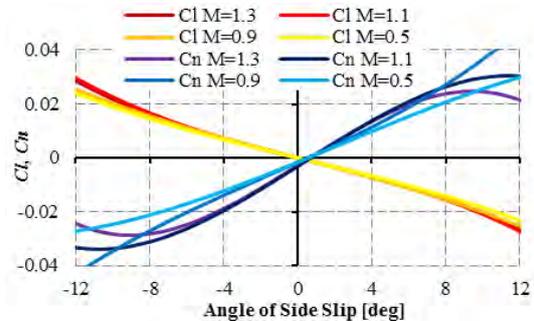


Fig. 3. Lateral aerodynamics at various Mach numbers.

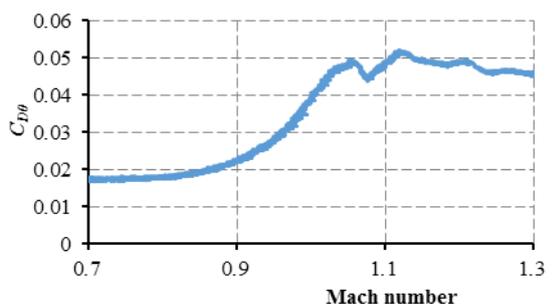


Fig. 4. Parasite drag coefficient at various Mach numbers.

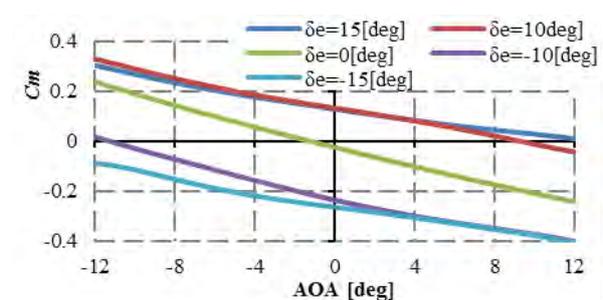


Fig. 5. Pitching moment coefficient at various elevator deflection, Mach 0.5.

3-2. 理論解析による動的空力特性の推算

翼型特性を翼幅方向に積算する理論解析手法[5]によって推算された第一世代オオワシの動的空力微係数を Table 1 に示す。空力減衰係数 C_{lp} , C_{mq} , C_{nr} は負になっており、動的安定であることが推定される。一方、オオワシのクランクトアロー主翼上には大規模渦構造が発生するため、翼型特性を翼幅方向に積算する手法では動的空力特性を正確には評価できない可能性がある。

4. 推進システム特性

風試によって得られた寄生抗力データと GGATR エンジンの熱サイクル解析によって推算された推力データを用いて、推力余裕（推力－寄生抗力）を推算した結果を Fig. 6 に示す。推力余裕が負になる領域は濃紺色で表示されている。マッハ数 1.1～1.6, 高度 11[km]のあたりに推力余裕の回廊ができており、この回廊を通過して加速上昇する必要がある。この回廊を通る飛行経路は、飛行解析で目標経路として設定される。

Table 1. Aerodynamic derivatives by a theoretical analysis.

Aerodynamic derivative	Value
C_{Yr}	0.6062114
C_{lp}	-0.2187821
C_{lr}	0.0819851
C_{mq}	-5.0347575
$C_{m\dot{\alpha}}$	-3.4084094
C_{nr}	-0.4805699
C_{np}	0.0116804

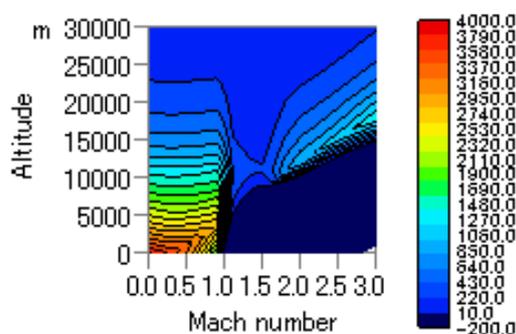


Fig. 6. Thrust margin map of OWASHI 2.

5. 飛行解析の手法

5-1. 運動方程式

地球中心を原点とする三次元慣性極座標系において機体重心の並進運動と質量変化を微分方程式で記述する。さらに 6 自由度解析では重心周りの回転運動を記述する[6]。飛行状態に応じて空気力、推力、および重力を推算しながら運動方程式を数値的に時間積分する。6 自由度解析での姿勢変化運動については機体固定座標系を用いており、解は随時慣性座標系に変換される。

5-2. プログラム言語

3 自由度解析では FORTRAN, 6 自由度解析および 6 自由度 HITL 解析では MATLAB/Simulink がプログラム言語として使用される[7]。

5-3. 入力シーケンス

解析結果の飛行経路と推力余裕評価による準最適な飛行経路とを比較し、操縦シーケンスを修正する。この過程を繰り返し、準最適な飛行経路へ近づける。

1) 3 自由度解析：時系列に姿勢角とスロットル開度が記述された入力をバッチ処理して解析プログラムを実行する。

2) 6 自由度解析：操縦桿、ラダーペダル、およびスロットルレバーで舵角とスロットル開度をリアルタイムで入力しながら飛行解析プログラムを実行する。

Table 2 に代表的な解析条件を示す。

Table 2. Conditions of flight trajectory analysis.

Case No.	Analysis-type	Vehicle configuration: Generation / Nose	Type of Flight
0	3 DoF	II/A	Transonic one-way flight
1	3 DoF	II/C	Supersonic one-way flight
6	3 DoF	II/C	Supersonic one-way flight with drag reduction
30	6 DoF	II/A	Subsonic round flight with landing gears expanded and with stepwise throttling
41	6 DoF (HITL)	I/D	Flight range evaluation

6. 解析結果

6-1. 3自由度飛行経路解析の結果

3自由度解析の例として Case 0, 1, 6 の解析結果を Figs. 7~8 に示す. Case 0 は第二世代オオワシの基本形状 Nose A の場合の帰還を考慮しない超音速飛行である. Case 1 は Nose C を用いた帰還を考慮しない超音速飛行である. 到達マッハ数は Nose A で約 1.3, Nose C で約 1.6 となっている. また Case 6 は抗力を 8 % 低減した場合の超音速飛行であり, 到達マッハ数は 2.0 である. このことから, 第二世代オオワシは Nose C 形状かつ抗力 8 % 減の機体条件でマッハ 2.0 に到達できることがわかる.

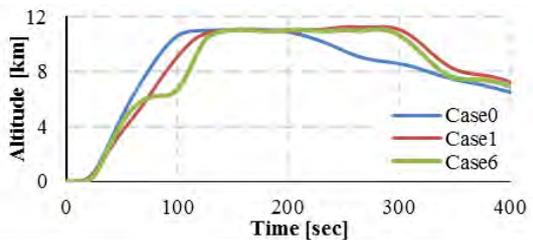


Fig. 7. Altitude history.

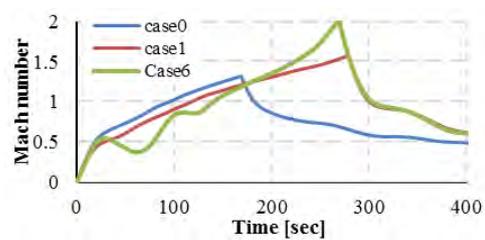


Fig. 8. Mach number history.

6-2. 6自由度飛行経路解析の結果

6自由度解析の例として Case30 の飛行経路と加速度履歴を Figs. 9~10 に示す. Nose A の第二世代オオワシが降着装置を展開した状態で, 大樹町飛行実験場での予備的亜音速帰還飛行を想定しており, 階段状スロットリングを伴う. 降着装置による抗力増大により, 最大飛行マッハ数は 0.5 程度である. さらに, 機体固定座標系上の各加速度の最大絶対値は 20 [m/sec²] 程度である. この結果から, オオワシは大樹町飛行実験場から実現可能な姿勢範囲内で離陸, 上昇, 旋回, 降下および着陸の一連の亜音速飛行を実施可能であることがわかる.

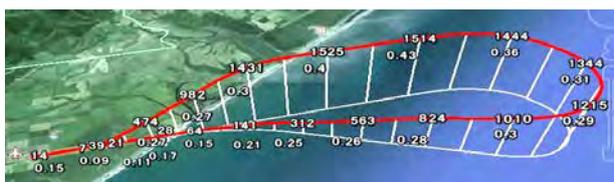


Fig. 9. Flight trajectory of a subsonic round flight.
Altitude[m] and Mach number are also noted.

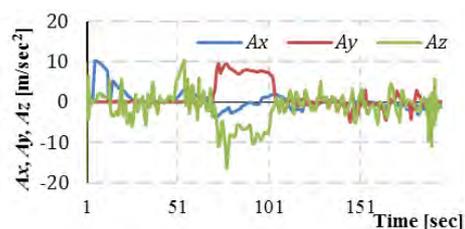


Fig. 10. Acceleration history of a subsonic round flight.

[6] McFarland, Richard E., A Standard Kinematic Model for Flight simulation at NASA-Ames, NASA CR-2497.

[7] Jackson E. B. and Cruz C. L., Preliminary Subsonic Aerodynamic Model for Simulation Studies of the HL-20 Lifting Body, NASA TM4302, 1992.